

(19)日本国特許庁(J P)

(12) 公 開 特 許 公 報 (A)

(11)特許出願公開番号

特開平5-221388

(43)公開日 平成 5 年(1993) 8 月31日

(51)Int.Cl.⁵

B 6 4 C 13/18

F 4 2 B 10/60

G 0 5 D 1/10

識別記号

庁内整理番号

F I

技術表示箇所

A 7812-3D

9111-2C

7828-3H

審査請求 未請求 請求項の数 4 (全 9 頁)

(21)出願番号

特願平4-28670

(22)出願日

平成 4 年(1992) 2 月15日

(71)出願人 000006013

三菱電機株式会社

東京都千代田区丸の内二丁目 2 番 3 号

(72)発明者 松田 良久

鎌倉市上町屋325番地 三菱電機株式会社

鎌倉製作所内

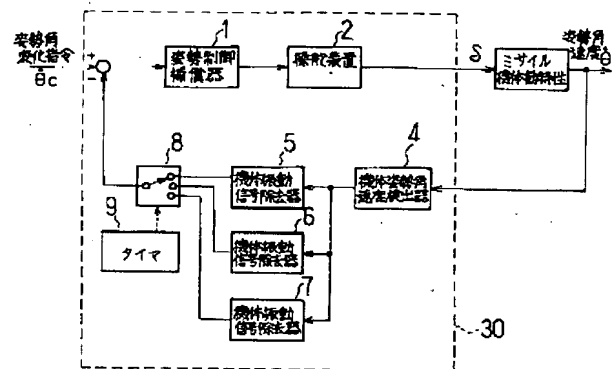
(74)代理人 弁理士 高田 守

(54)【発明の名称】 飛しょう体のオートパイロット

(57)【要約】

【目的】 ロケットモータの燃焼に伴い機体の曲げ振動周波数が変化しても、常に有効な機体振動信号除去を行い、オートパイロット系の発振を避けるために系のゲインを下げる必要がなく、常に制御性能の優れた飛しょう体のオートパイロットを構成することを目的とする。

【構成】 複数の周波数特性の異なる機体振動信号除去器5、6、7を設け、それらを切り替えスイッチ8により発射時間からのタイマ9の値に応じて切り替え、常にその飛しょう時間での最適な機体振動信号除去器を選ぶことができる構成になっている。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 操舵翼により機体の姿勢を変化させ発生する揚力を変化させる飛しょう体のオートパイロットにおいて、機体姿勢角速度を検出する手段と、姿勢制御系を補償する手段と、実際に操舵する手段と、異なる周波数特性を有する機体振動信号除去器と、ロケットモータ点火からの時間を計測する手段と、この時間の値に応じて所定の周波数特性を有する機体振動信号除去器を選択する手段とを具備したことを特徴とする飛しょう体のオートパイロット。

【請求項2】 操舵翼により機体の姿勢を変化させ発生する揚力を変化させる飛しょう体のオートパイロットにおいて、機体姿勢角速度を検出する手段と、姿勢制御系を補償する手段と、実際に操舵する手段と、異なる周波数特性を有し、N (Nは1、2、3・・・) 次モードの機体振動周波数に対応可能に設けられた複数の機体振動信号除去器と、ロケットモータ点火からの時間を計測する手段と、この時間の値に応じて上記複数の機体振動信号除去器から複数の機体振動信号除去器を選択し適切に組み合わせる手段とを具備したことを特徴とする飛しょう体のオートパイロット。

【請求項3】 操舵翼により機体の姿勢を変化させ発生する揚力を変化させる飛しょう体のオートパイロットにおいて、機体姿勢角速度を検出する手段と、姿勢制御系を補償する手段と、実際に操舵する手段と、計算機での演算により構成される機体振動信号除去器と、ロケットモータ点火からの時間を計測する手段と、この時間の値により機体振動信号除去器の周波数特性を決定する設定パラメータを連続的に切り変えていく手段とを具備したことを特徴とする飛しょう体のオートパイロット。

【請求項4】 操舵翼により機体の姿勢を変化させ発生する揚力を変化させる飛しょう体のオートパイロットにおいて、機体姿勢角速度を検出する手段と、機体加速度を検出する手段と、姿勢制御系を補償する手段と、加速度制御系を補償する手段と、実際に操舵する手段と、姿勢制御系に用いる複数の周波数特性の異なる機体振動信号除去器と、加速度制御系に用いる周波数特性の異なる複数の機体振動信号除去器と、ロケットモータ点火からの時間を計測する手段と、この時間の値に応じて上記姿勢制御系の複数の機体振動信号除去器から1つの機体振動信号除去器を選択する手段と、上記加速度制御系の複数の機体振動信号除去器から1つの機体振動信号除去器を選択する手段とを具備したことを特徴とする飛しょう体のオートパイロット。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】 この発明は、飛しょう体のオートパイロットに関するものである。

【0002】

【従来の技術】 図6に、従来の飛しょう体のオートパイ

ロットの一例を示す。図において、1は姿勢制御補償器、2は姿勢制御補償器1からの指令を受けて操舵する操舵装置、3は操舵装置2の発生する舵角 δ から飛しょう体の姿勢角速度 θ までのミサイル機体動特性、4は飛しょう体の姿勢角速度 θ を検出するための機体姿勢角速度検出器、29は機体姿勢角速度検出器4で検出した信号に含まれる機体の曲げ振動による信号を除去するための機体振動信号除去器、36は飛しょう体のオートパイロット全体である。

10 【0003】次に動作について説明する。飛しょう体はその飛しょう経路角を変えるために、搭載しているオートパイロット36に対し、取るべき姿勢角変化指令 θ_c を与える。オートパイロット36はその指令と現在の機体姿勢角速度 θ の検出結果から、姿勢制御補償器1において適切な舵角指令 δ_c を計算し操舵装置2に与える。操舵装置2が取る舵角により飛しょう体はミサイル機体動特性3に従い姿勢角速度 θ を発生させ、その姿勢角変化に伴う機体加速度変化により目標を追尾している。そのときのオートパイロット36の、開ループ伝達関数の周波数特性の一例を図7に示す。図7に示される様な開ループ伝達関数を持つオートパイロットは、適切な位相余有を持ち安定な系となっている。しかしながら、通常姿勢角変化の制御ループでは、飛しょう体の機体曲げ振動が存在する。機体曲げ振動も考慮した開ループ伝達関数の図8に示す。この機体曲げ振動のゲインのピークのため、その機体曲げ振動周波数でオートパイロットの系が不安定になる。そこで飛しょう体の機体曲げ振動成分だけを除去するために、図9の様な周波数特性を持つ機体振動信号除去器29を挿入し、オートパイロット系の周波数特性を図10の様に、系が不安定になるのを防いでいる。

【0004】

【発明が解決しようとする課題】従来の飛しょう体のオートパイロットは上記の様に構成されていたので、ロケットモータの燃焼に伴う機体の密度変化による曲げ振動周波数の変化に対して、限られた周波数範囲でしかこの曲げ振動信号除去が出来ないため、オートパイロット系の発振を避けるために、系のゲインを下げる必要があり、オートパイロットの制御性能が低下してしまうという問題点があった。

40 【0005】この発明は上記のような問題点を解決するためになされたもので、ロケットモータの燃焼に伴う機体の密度変化により曲げ振動周波数が変化しても、常に有効な機体振動信号除去が出来、制御性能が低下しない飛しょう体のオートパイロットを得ることを目的とする。

【0006】

【課題を解決するための手段】この発明による飛しょう体のオートパイロットは、ロケットモータの燃焼に伴う機体の曲げ振動周波数の変化を燃焼時間の関数としてと

らえ、常に有効な機体振動信号除去が出来る様に、機体振動信号除去器を切り替えたり、機体振動信号除去器のパラメータを時間とともに変化させる様にしたものである。

【0007】

【作用】この発明による飛しょう体のオートパイロットは、ロケットモータの燃焼に伴い機体の曲げ振動周波数が変化しても、常に有効な機体振動信号除去が出来る様に、機体振動信号除去器を時間とともに切り替えたり、機体振動信号除去器のパラメータを変化させたりするので、オートパイロット系の発振を避けるために系のゲインを下げる必要がなく、常に制御性能の優れた飛しょう体のオートパイロットを構成できる。

【0008】

【実施例】

実施例1. 以下、この発明の一実施例を図について説明する。図1において、1は姿勢制御補償器、2は操舵装置、3はミサイル機体動特性、4は機体姿勢角信号器、5から7は機体振動信号除去器、8はこれら複数の機体振動信号除去器を切り替える切り替えスイッチ、9はロケットモータ点火からの時間を計測するタイマ、30は本発明の飛しょう体のオートパイロット全体である。

【0009】次に動作について説明する。飛しょう体はその飛しょう経路角を変えるために、搭載しているオートパイロット30に対し、取るべき姿勢角変化指令を与える。オートパイロット30は、その指令と現在の機体姿勢角速度の検出結果から、姿勢制御補償器1において適切な舵角指令 δ_c を計算し操舵装置2に与える。操舵装置2が取る舵角により飛しょう体はミサイル機体動特性3に従い姿勢角速度 θ を発生させ、その姿勢角変化に伴う機体加速度変化により目標を追尾していることは、従来と同様である。

【0010】通常この姿勢角変化の制御ループには、飛しょう体の機体曲げ振動が存在し、その制御ループが不安定になるため、飛しょう体の機体曲げ振動成分だけを除去するための機体振動信号除去器が挿入される。しかし曲げ振動周波数は"数1"に示される様に、ロケットモータの燃焼に伴う機体の密度変化により大きく変化する。そこでロケットモータの燃焼パターンをロケットモータ点火からの時間の関数として捉え、タイマ9によりロケットモータ点火からの時間を計測し、その曲げ振動周波数の変化を推定し、切り替えスイッチ8により、例えば各々図6に示される様な周波数特性A、B、Cをもつ機体振動信号除去器5、6、7から、その時間に最適なものを選んでやる。そうすれば常に有効な機体振動信号除去ができ、オートパイロット系の安定性を保つために系のゲインを下げる必要がなく、制御性能の優れた飛しょう体のオートパイロットを構成することができる。

【0011】

【数1】

$$\omega_n = \frac{\lambda_i^2}{\ell^2} \sqrt{\frac{EI}{\rho A}}$$

λ_i : モード係数

ℓ : ミサイル長さ

E : 横弾性係数

I : 断面2次モーメント

ρ : 密度

A : 断面積

【0012】実施例2. この発明の他の実施例を図について説明する。図2において、1は姿勢制御補償器、2は操舵装置、3はミサイル機体動特性、4は機体姿勢角検出器、5から7は機体振動信号除去器、8はこれら複数の機体振動信号除去器を切り替える切り替えスイッチ、9はロケットモータ点火からの時間を計測するタイマでありこれらは実施例1のものと同様である。10から12は機体振動信号除去器、13はこれら複数の機体振動信号除去器を切り替える切り替えスイッチであり、31は本発明の飛しょう体のオートパイロット全体である。

【0013】実施例1では、系の安定性に最も影響を与えと考えられる飛しょう体の機体曲げ振動の1次モード成分だけを、機体振動信号除去器で取り除くことを考えた。しかし機体の曲げ振動は図7に示す様に、さらに高次の2次モード、3次モード等が存在する。そこで各振動モードでの曲げ振動周波数帯に合わせる様に、例えば1次モードの機体振動信号除去のために機体振動信号除去器5、6、7を1次モードの機体振動周波数帯に合わせ、2次モードの機体振動信号除去のために機体振動信号除去器10、11、12を2次モードの機体振動周波数帯に合わせておけばよい。機体振動信号除去器をこの様に多段に配せば、高次の振動モードまで取り除くことができ、さらに制御性能の優れた飛しょう体のオートパイロットを構成することができる。

【0014】実施例3. この発明の実施例3を図について説明する。図3において、1は姿勢制御補償器、2は操舵装置、3はミサイル機体動特性、4は機体姿勢角検出器、9はロケットモータ点火からの時間を計測するタイマ、14はアナログ機体振動信号除去器、15はアナログ機体振動信号除去器14の設定定数を切り替える切り替えスイッチ、16はアナログアンプ、17と18は抵抗器、19から21は複数のコンデンサであり、32は本発明の飛しょう体のオートパイロット全体である。

【0015】実施例1では、系の安定性に最も影響を与えと考えられる飛しょう体の機体曲げ振動の1次モード成分について、タイマ9によりロケットモータ点火からの時間を計測し、切り替えスイッチ8により、異なる

周波数特性をもつ複数の機体振動信号除去器の中から、その時間に最適なものの1つを選んでやることを考えたが、本実施例の様に、機体振動信号除去器内の構成部品のうち、アナログ機体振動信号除去器14の周波数特性を決定する様な部品、すなわち本実施例では19から21の複数のコンデンサを、タイマ9で計測した時間により切り替えスイッチ8により切り替えれば、実施例1と同等の性能が期待できると共に安価な機体振動信号除去器を構成でき、制御性能の優れた飛しょう体のオートパイロットを構成することができる。

【0016】実施例4. この発明の実施例4を図について説明する。図4において、1は姿勢制御補償器、2は操舵装置、3はミサイル機体動特性、4は機体姿勢角検出器、9はロケットモータ点火からの時間を計測するタイマ、22はデジタル機体振動信号除去器、33は本発明の飛しょう体のオートパイロット全体である。

【0017】実施例1では、系の安定性に最も影響を与えと考えられる飛しょう体の機体曲げ振動の1次モー*

$$y(n) = a(n)y(n-1) + b(n)y(n-2) \\ + c(n)x(n) + d(n)x(n-1) + e(n)x(n-2)$$

n : 時刻

$y(n)$: 出力、 $x(n)$: 入力

$a(n)$ 、 $b(n)$ 、 $c(n)$ 、 $d(n)$ 、 $e(n)$: 設定パラメータ

【0019】実施例5. この発明の実施例5を図について説明する。図5において、1は姿勢制御補償器、2は操舵装置、3はミサイル機体動特性、4は機体姿勢角検出器、5から7は複数の周波数特性の異なる機体振動信号除去器、8はこれら複数の機体振動信号除去器を切り替える切り替えスイッチ、9はロケットモータ点火からの時間を計測するタイマであり、これらは実施例1のものと同様である。23は飛しょう体の加速度ループの加速度制御補償器、24は入力される舵角に対する加速度までのミサイル機体動特性、25は機体加速度検出器、26から28は飛しょう体の加速度制御ループに挿入された複数の周波数特性の異なる機体振動信号除去器、34はこれら複数の機体振動信号除去器26~28を切り替える切り替えスイッチであり、35は本発明の飛しょう体のオートパイロット全体である。

【0020】実施例1では、系の安定性に最も影響を与えと考えられる、飛しょう体角速度ループの機体曲げ振動の1次モード成分だけを、機体振動信号除去器で取り除くことを考えたが、この様に機体振動信号除去器を飛しょう体の加速度制御ループにも配せば、振動によって発生する不要な加速度信号を取り除くことができ、加速度制御ループのゲインも上げることができ、さらに制※50

*ド成分について、タイマ9によりロケットモータ点火からの時間を計測し、切り替えスイッチ8により、異なる周波数特性をもつ複数の機体振動信号除去器の中から、その時間に最適なものの1つを選んでやることを考えたが、本実施例の様にマイクロプロセッサなどのデジタル部品を使用し、“数2”の様なマイクロプロセッサによる差分計算によっても機体振動信号除去器を構成でき、その周波数特性を決定する差分計算式の係数 $a(n)$ 、 $b(n)$ 、 $c(n)$ 、 $d(n)$ 、 $e(n)$ をタイマ9からの信号 n で適宜切り替えてやれば、構成部品の増加もなくより多くの種類の機体振動信号除去器をもつことが容易で、きめ細かな機体振動信号除去ができ、なおかつ設定パラメータの変更も容易な機体振動信号除去器が構成でき、制御性能の優れた飛しょう体のオートパイロットを構成することができる。

【0018】

【数2】

※御性能の優れた飛しょう体のオートパイロットを構成することができる。

【0021】

【発明の効果】この発明による飛しょう体のオートパイロットは、ロケットモータの燃焼に伴い機体の曲げ振動周波数が変化しても、複数の周波数特性の異なる機体振動信号除去器を時間とともに切り替えたり、その周波数特性を決定する機体振動信号除去器構成品の定数や設定パラメータを変化させたりするので、常に有効な機体振動信号除去が出来、オートパイロット系の発振を避けるために系のゲインを下げる必要がなく、常に制御性能の優れた飛しょう体のオートパイロットを構成できる。

【図面の簡単な説明】

【図1】この発明の実施例1による飛しょう体のオートパイロットを示す図である。

【図2】この発明の実施例2による飛しょう体のオートパイロットを示す図である。

【図3】この発明の実施例3による飛しょう体のオートパイロットを示す図である。

【図4】この発明の実施例4による飛しょう体のオートパイロットを示す図である。

【図5】この発明の他の実施例による飛しょう体のオー

トパイロットを示す図である。

【図6】複数の機体振動信号除去器の周波数特性を示す図である。

【図7】1次モードと2次モードの機体曲げ振動を考慮した開ループ伝達関数の周波数特性を示す図である。

【図8】従来の飛しょう体のオートパイロットを示す図である。

【図9】従来の飛しょう体のオートパイロットの開ループ伝達関数の周波数特性の一例を示す図である。

【図10】従来の飛しょう体のオートパイロットの、機体曲げ振動も考慮した開ループ伝達関数の周波数特性の一例を示す図である。

【図11】従来の飛しょう体のオートパイロットについて、機体曲げ振動も考慮して制御ループ内に挿入した機体振動信号除去器の、周波数特性を示す図である。

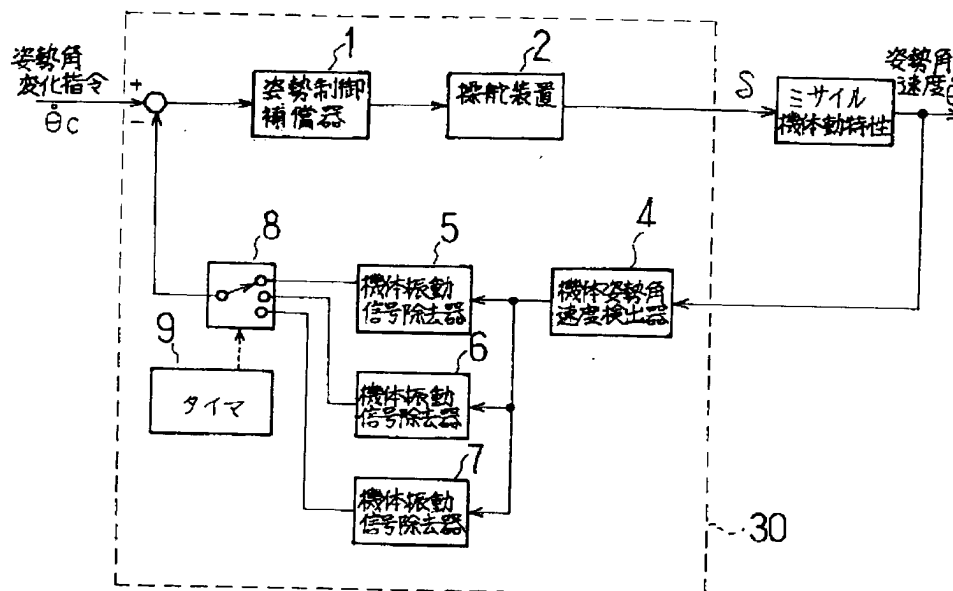
【図12】従来の飛しょう体のオートパイロットについて、機体曲げ振動も考慮し機体振動信号除去器を制御ループ内に挿入した開ループ伝達関数の、周波数特性の一例を示す図である。

【符号の説明】

- 1 姿勢制御補償器
- 2 操舵装置
- 3 ミサイル機体動特性
- 4 機体姿勢角速度検出器
- 5 機体振動信号除去器

- 6 機体振動信号除去器
- 7 機体振動信号除去器
- 8 切り替えスイッチ
- 9 タイマ
- 10 機体振動信号除去器
- 11 機体振動信号除去器
- 12 機体振動信号除去器
- 13 切り替えスイッチ
- 14 アナログ機体振動信号除去器
- 15 切り替えスイッチ
- 16 アナログアンプ
- 17 抵抗器
- 18 抵抗器
- 19 コンデンサ
- 20 コンデンサ
- 21 コンデンサ
- 22 デジタル機体振動信号除去器
- 23 加速度制御補償器
- 24 ミサイル機体動特性
- 25 機体加速度検出器
- 26 機体振動信号除去器
- 27 機体振動信号除去器
- 28 機体振動信号除去器
- 29 機体振動信号除去器
- 34 切り替えスイッチ

【図1】



The diagram illustrates a control system for a robot arm, enclosed in a dashed box labeled 31. The system includes the following components and signal flow:

- Input:** A "姿勢角変化指令" (Posture angle change command) θ_c is input to a summing junction (+).
- Control Loop:**
 - The summing junction output goes to block 1: "姿勢制御補償器" (Posture control compensator).
 - Block 1 outputs to block 2: "操舵装置" (Steering device).
 - Block 2 outputs signal δ to block 3: "ミサイル機体動特性" (Missile body dynamics).
 - Block 3 outputs "姿勢角速度" (Posture angular velocity) $\dot{\theta}$ to block 4: "機体姿勢角速度検出器" (Body posture angular velocity detector).
 - Block 4 outputs to block 5: "機体振動信号除去器1" (Body vibration signal remover 1).
 - Block 5 outputs to block 6: "機体振動信号除去器2" (Body vibration signal remover 2).
 - Block 6 outputs to block 7: "機体振動信号除去器3" (Body vibration signal remover 3).
 - Block 7 outputs to block 8: "機体振動信号除去器" (Body vibration signal remover).
 - Block 8 outputs to block 10: "機体振動信号除去器" (Body vibration signal remover).
 - Block 10 outputs to block 13: "機体振動信号除去器" (Body vibration signal remover).
 - Block 13 outputs to the summing junction (+).
- Timing and Feedback:**
 - A "タイマ" (Timer) block 9 is connected to blocks 8, 10, and 13 via dashed lines.
 - A feedback path from the summing junction output goes through block 11: "機体振動信号除去器" (Body vibration signal remover) to block 12: "機体振動信号除去器" (Body vibration signal remover), which then feeds back into the summing junction.

Block diagram of a control system (Fig. 1) for a ship's heading. The system includes the following components and signal flows:

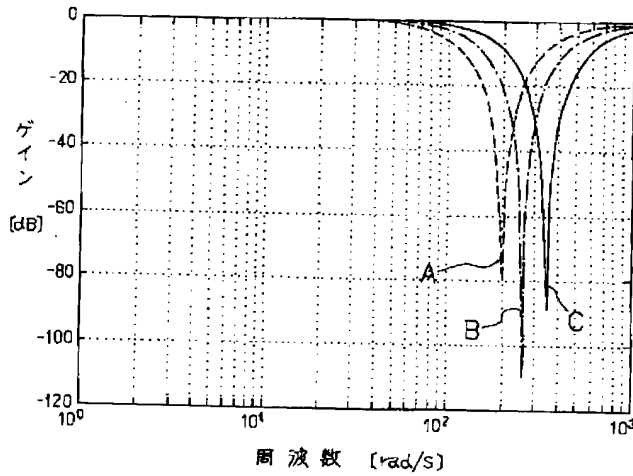
- Input:** 姿勢角変化指令 θ_c (Heading change command).
- Block 1:** 姿勢制御補償器 (Heading control compensator).
- Block 2:** 操舵装置 (Steering device).
- Block 3:** ミサイル機体動特性 (Missile body dynamics).
- Block 4:** 機体姿勢角速度検出器 (Body heading rate detector).
- Block 22:** A block containing the difference equation:

$$y(n) = a(n)y(n-1) + b(n)y(n-2) + c(n)x(n) + d(n)x(n-1) + e(n)x(n-2)$$
- Block 9:** タイマ (Timer).

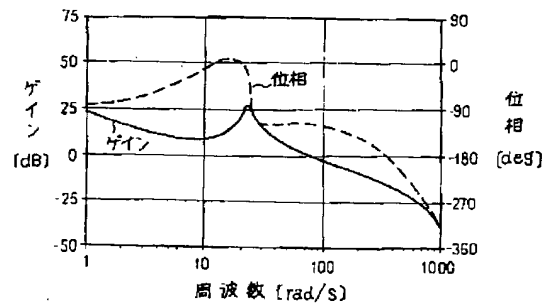
The signal flow is as follows:

- The input θ_c is fed into a summing junction (+) and also into Block 22.
- The output of the summing junction is fed into Block 1.
- The output of Block 1 is fed into Block 2.
- The output of Block 2 is the heading error δ , which is fed into Block 3.
- The output of Block 3 is the heading rate $\dot{\theta}$, which is fed into Block 4.
- The output of Block 4 is the heading rate $\dot{\theta}$, which is fed back to the summing junction (-) and also into Block 22.
- The output of Block 22 is the heading error correction $y(n)$, which is fed back to the summing junction (+).
- The output of Block 22 is also fed into Block 4.
- The output of Block 4 is the heading rate $\dot{\theta}$, which is fed back to the summing junction (-) and also into Block 22.
- The output of Block 4 is also fed into Block 22.
- The output of Block 22 is the heading error correction $y(n)$, which is fed back to the summing junction (+).
- The output of Block 22 is also fed into Block 4.
- The output of Block 4 is the heading rate $\dot{\theta}$, which is fed back to the summing junction (-) and also into Block 22.
- The output of Block 4 is also fed into Block 22.

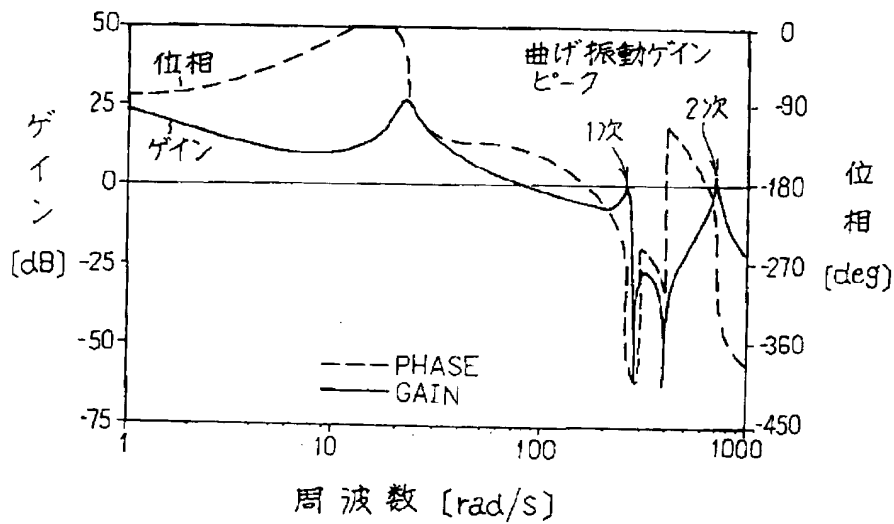
【図6】



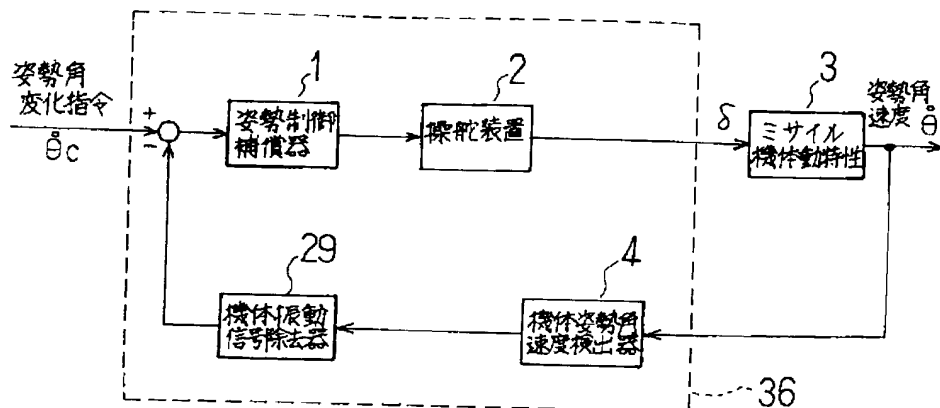
【図9】



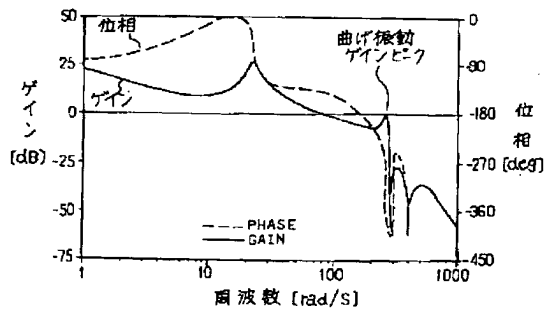
【図7】



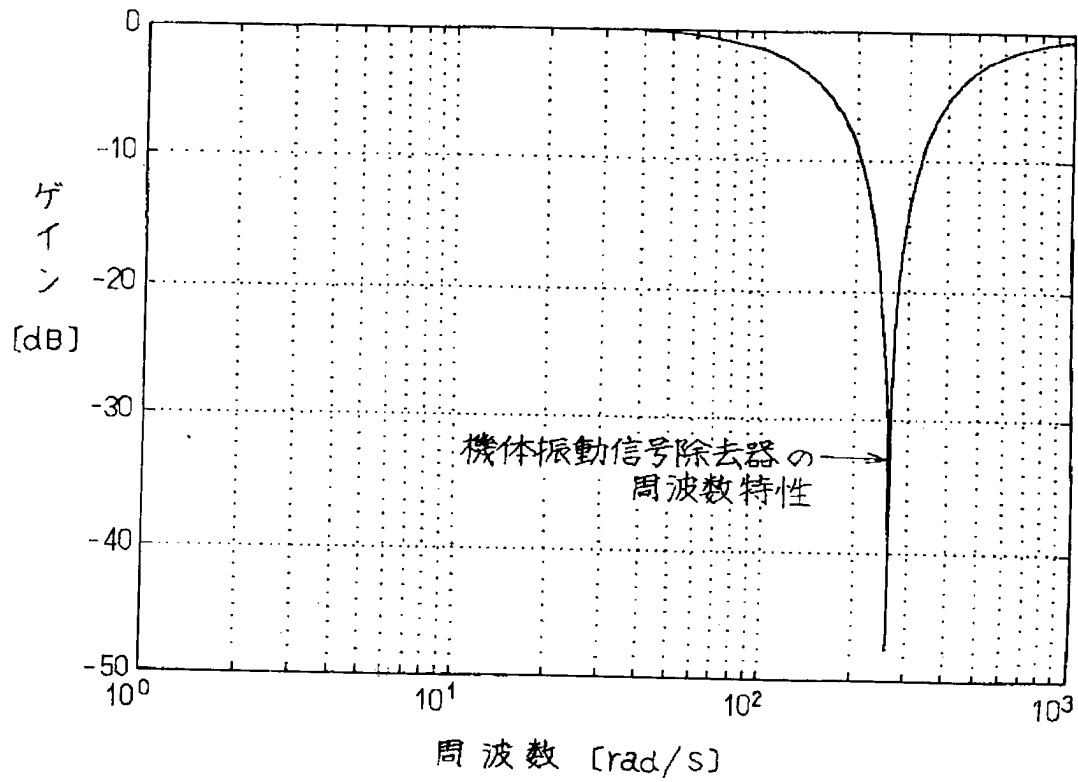
【図8】



【図10】



【図11】



【図12】

